

Device for the automatic flight path guidance of aircraft along a guidance beam

Patent number: DE3621052
Publication date: 1988-01-07
Inventor: REDEKER ARTUR DIPL ING (DE)
Applicant: AERODATA FLUGMESSTECHNIK GMBH (DE)
Classification:
- International: B64D45/04; G05D1/06
- european: B64D45/04, G05D1/06B6C
Application number: DE19863621052 19860624
Priority number(s): DE19863621052 19860624

Abstract of DE3621052

A first altitude signal is formed from the difference between the barometric altitude (H_b) and the air field altitude (H_{FL}). A second altitude signal is the radar altitude (H_R). The two altitude signals are combined in a linear manner with range-dependent factors such that, at long ranges, only the first linear combination is effective, only the second linear combination is effective at short ranges and, in between, a linear combination is effective which continuously reduces the weighting of the first altitude signal and increase the weighting of the second altitude signal as the range decreases. The combined altitude signal thus formed is multiplied by an angle error signal ($\Delta\gamma$) from a guidance beam receiver in order to form an altitude error signal (ΔH). The aircraft (22) is guided by means of this altitude error signal (ΔH) on a glidepath (18) to the landing runway (10).

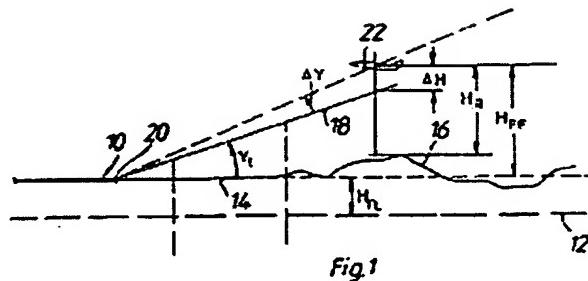


Fig.1

Data supplied from the esp@cenet database - Worldwide

THIS PAGE BLANK (USPTO)

(19) BUNDESREPUBLIK
DEUTSCHLAND



DEUTSCHES
PATENTAMT

(12) Offenlegungsschrift
(11) DE 3621052 A1

(51) Int. Cl. 4:
B64D 45/04
G 05 D 1/06

(21) Aktenzeichen: P 36 21 052.8
(22) Anmeldetag: 24. 6. 86
(43) Offenlegungstag: 7. 1. 88

DE 3621052 A1

(71) Anmelder:
Aerodata Flugmeßtechnik GmbH, 3300
Braunschweig, DE

(74) Vertreter:
Weisse, J., Dipl.-Phys.; Wolgast, R., Dipl.-Chem. Dr.,
Pat.-Anw., 5620 Velbert

(72) Erfinder:
Redeker, Artur, Dipl.-Ing., 3340 Wolfenbüttel, DE

(54) Vorrichtung zur automatischen Flugbahnhörung von Flugzeugen längs eines Leitstrahls

Ein erstes Höhensignal wird aus der Differenz von barometrischer Höhe (H_B) und Flugfeldhöhe (H_{FL}) gebildet. Ein zweites Höhensignal ist die Radarhöhe (H_R). Die beiden Höhensignale werden so mit entfernungsabhängigen Faktoren linear kombiniert, daß bei großen Entfernen nur das erste, bei kleinen Entfernen nur das zweite und dazwischen die Linearkombination bei mit abnehmender Entfernung stetig abnehmendem Gewicht des ersten und zunehmendem Gewicht des zweiten Höhensignals wirksam sind. Das so gebildete kombinierte Höhensignal wird mit einem Winkelabweichungssignal ($\Delta\gamma$) von einem Leitstrahlempfänger zur Bildung eines Höhenabweichungssignals (ΔH) multipliziert. Mittels dieses Höhenabweichungssignals (ΔH) wird das Flugzeug (22) auf einem Gleitpfad (18) zur Landebahn (10) geführt.

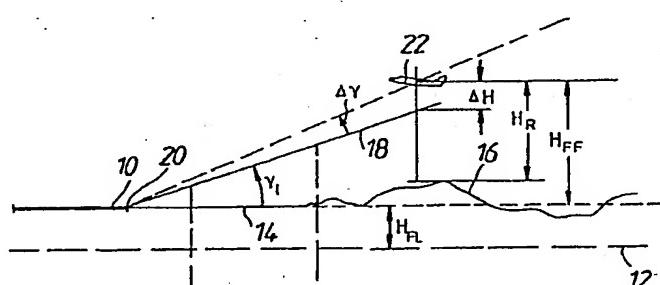


Fig.1

DE 3621052 A1

Patentansprüche

1. Vorrichtung zur automatischen Flugbahnhöhung von Flugzeugen längs eines Leitstrahls auf einem Gleitpfad (18) zu einer Landebahn (10), enthaltend

- (a) einen barometrischen Höhenmesser (24), der ein barometrisches Höhensignal (H_b) liefert, und
- (b) einen Radarhöhenmesser (26), der ein Radarhöhensignal (H_R) liefert,
- (c) einen Leitstrahlempfänger (44), der auf Winkelabweichungen ($\Delta \gamma$) von dem durch den Leitstrahl vorgegebenen Gleitpfad (18) anspricht und ein Winkelabweichungssignal liefert, und
- (d) Mittel (46) zur Multiplikation des Winkelabweichungssignals ($\Delta \gamma$) mit einer der Entfernung zwischen Flugzeug (22) und Landebahn (10) entsprechenden Größe zur Erzeugung des Höhenabweichungssignals (ΔH) gekennzeichnet durch
- (e) Mittel (30) zur Eingabe der barometrischen Höhe (H_{FL}) der Landebahn (10) als Landebahnhöhensignal,
- (f) Mittel (28) zur Bildung der Differenz von barometrischem Höhensignal (H_b) und Landebahnhöhensignal (H_{FL}) als barometrisches Höhendifferenzsignal,
- (g) Funktionsgeneratormittel (34) zur Erzeugung eines in Abhängigkeit von einem Eingangssignal zwischen einem unteren (0) und einem oberen Grenzwert (1) monoton variablen Ausgangssignal (A),
- (h) Mittel (32) zur Multiplikation des barometrischen Höhendifferenzsignals ($H_b - H_{FL}$) mit dem Ausgangssignal (A) der Funktionsgeneratormittel (34) zur Bildung eines ersten Teilsignals,
- (i) Mittel (36) zur Multiplikation des Radarhöhensignals (H_R) mit der Differenz (1 - A) des oberen Grenzwertes (1) und des Ausgangssignals (A) der Funktionsgeneratormittel (34) zur Bildung eines zweiten Teilsignals,
- (j) Mittel (40) zur Addition der beiden Teilsignale zur Bildung eines kombinierten Höhensignals (H_{FF}),
- (k) Mittel zur Bildung des besagten der Entfernung zwischen Flugzeug und Landebahn entsprechenden Größe aus dem kominierten Höhensignal und
- (l) Mittel (26, 42) zur Aufschaltung eines Eingangssignals auf die Funktionsgeneratormittel (34) derart, daß deren Ausgangssignal (A) bei großer Entfernung des Flugzeugs (22) von der Landebahn (10) dem oberen Grenzwert und beim Erreichen der Landebahn (10) dem unteren Grenzwert (0) entspricht und sich dazwischen stetig ändert.

2. Vorrichtung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß das Radarhöhensignal (H_R) über ein Tiefpaßfilter (42) als Eingangssignal auf die Funktionsgeneratormittel (34) aufschaltbar ist.

3. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, daß der untere Grenzwert der Funktionsgeneratormittel (34) null und

der obere Grenzwert eins ist.

4. Vorrichtung nach einem der vorhergehenden Ansprüche, gekennzeichnet durch

- (a) Mittel (24, 50, 48) zur Bestimmung der Vertikalgeschwindigkeit (\dot{H}) des Flugzeugs (22),
- (b) Mittel (50) zur Bestimmung der Geschwindigkeit (v_{es}) des Flugzeugs (22) über Grund,
- (c) Mittel (52) zur Multiplikation der Geschwindigkeit (v_{es}) über Grund mit dem durch den Leitstrahl vorgegebenen Gleitpfadwinkel (γ_L),
- (d) Mittel (54) zur Addition der Vertikalgeschwindigkeit (\dot{H}) und des Produktes ($\gamma_L \cdot O_{gs}$) von Gleitpfadwinkel (γ_L) und Geschwindigkeit (v_{es}) über Grund zur Bildung einer Änderungsgeschwindigkeit (\dot{H}_{LS}) der Höhenabweichung vom Leitstrahl wiedergegebenen Signals,
- (e) ein erstes Tiefpaßfilter (58), über welches dieses Signal (\dot{H}_{LS}) auf einen Signalausgang aufschaltbar ist und
- (f) ein zweites Tiefpaßfilter (62), über welches das Höhenabweichungssignal (ΔH) auf den Signalausgang aufschaltbar ist.

5. Vorrichtung nach Anspruch 4, dadurch gekennzeichnet, daß

- (a) das erste Tiefpaßfilter (58) eine Übertragungsfunktion von der Form

$$\frac{T_{v,L}}{T_{v,LS} s + 1}$$

besitzt und

- (b) das zweite Tiefpaßfilter (62) eine Übertragungsfunktion von der Form

$$\frac{1}{T_{v,LS} s + 1}$$

besitzt.

Beschreibung

Die Erfindung betrifft eine Vorrichtung zur automatischen Flugbahnhöhung von Flugzeugen längs eines Leitstrahls auf einem Gleitpfad zu einer Landebahn, enthaltend

- (a) einen barometrischen Höhenmesser, der ein barometrisches Höhensignal liefert, und
- (b) einen Radarhöhenmesser, der ein Radarhöhensignal liefert,
- (c) einen Leitstrahlempfänger, der auf Winkelabweichungen von dem durch den Leitstrahl vorgegebenen Gleitpfad anspricht und ein Winkelabweichungssignal liefert, und
- (d) Mittel zur Multiplikation des Winkelabweichungssignals mit einer der Entfernung zwischen Flugzeugen und Landebahn entsprechenden Größe zur Erzeugung eines Höhenabweichungssignals.

65 Durch die DE-PS 22 49 979 ist eine Vorrichtung zur Flugbahnhöhung bekannt, bei welcher ein Funkleitsstrahl die Flugzeugposition relativ zu einem Leitstrahlsender nach Elevation und/oder Azimut liefert. Die Vor-

richtung enthält einen Leitstrahlempfänger, welcher ein Signal nach Maßgabe der winkelmäßigen Ablage des Flugzeugs von einer Funkleitstrahlachse liefert. Weiterhin enthält die Vorrichtung eine Meßeinrichtung zur Messung der Schrägentfernung zwischen Flugzeug und Leitstrahlsender und zur Erzeugung eines entsprechenden Schrägentfernungssignals. Es ist ein analoger oder digitaler Rechner vorgesehen, auf den das Signal des Leitstrahlempfängers und das Schrägentfernungssignal aufgeschaltet sind und der ein Ausgangssignal zur Aufschaltung auf eine Anzeige- oder Steuervorrichtung liefert, welches dem Produkt aus dem Signal des Leitstrahlempfängers und dem Schrägentfernungssignal proportional ist. Auf diese Weise wird ein Signal erhalten, das unmittelbar der Höhenabweichung vom Leitstrahl entspricht. Diese Vorrichtung setzt jedoch eine Einrichtung zur Messung der Schrägentfernung, z. B. ein DME, voraus.

Durch die US-PS 33 81 295 ist eine Vorrichtung zur Flugbahnhörführung nach einem Funkleitstrahl bekannt, bei welcher die Verstärkung, mit welcher das Signal des Leitstrahlempfängers auf eine Anzeige- oder Steuervorrichtung aufgeschaltet ist, durch einen Radarhöhenmesser gesteuert wird. Mit abnehmender Höhe, die einer Annäherung an den Leitstrahlsender entsprechen sollte, wird die Verstärkung vermindert.

Dieses Verfahren versagt, wenn die Umgebung des Flughafens nicht eben sondern bergig ist. Dann stellt die mit dem Radarhöhenmesser bestimmte Höhe über Grund kein Maß für die Entfernung vom Leitstrahlsender dar. Wenn z. B. bei relativ großer Entfernung vom Leitstrahlsender durch einen Berg eine geringe Radarhöhe gemessen wird, so täuscht der Radarhöhenmesser eine nicht vorhandene Annäherung an den Leitstrahlsender vor. Die vom Leitstrahlempfänger gelieferten Elevationsabweichungssignale werden dementsprechend schwach bewertet und mit geringer Verstärkung auf die Anzeige- oder Steuervorrichtung aufgeschaltet. Der Pilot oder die Steuervorrichtung wird sich daher nicht in dem notwendigen Maße bemühen, die Elevationsabweichung zu korrigieren. Das kann offensichtlich zu sehr gefährlichen Situationen führen.

Durch die UA-PS 33 61 391 ist eine Vorrichtung zur Flugbahnhörführung bekannt, bei welcher das Flugzeug in Abhängigkeit von Leitstrahl-Abweichungssignalen und Kursabweichungssignalen gesteuert wird. Die Leitstrahl-Abweichungssignale sind die von dem Leitstrahlempfänger gelieferten Signale. Die Kursabweichungssignale werden von einem Kurskreisel geliefert und entsprechen der Abweichung des Flugzeugkurses von der als bekannt angenommenen Richtung des Funkleitstrahls. Bei dieser bekannten Vorrichtung wird das Verhältnis der Verstärkungen, mit denen diese beiden Signale auf eine Steuervorrichtung aufgeschaltet werden, verändert, so daß das Leitstrahl-Abweichungssignal im Verhältnis zu dem Kursabweichungssignal immer schwächer aufgeschaltet wird, je stärker sich das Flugzeug dem Leitstrahlsender nähert. Als Maß für diese Annäherung dient die zeitliche Änderung des Leitstrahl-Abweichungssignals. In Abhängigkeit von dieser Änderung wird entweder die Verstärkung des Leitstrahl-Abweichungssignals vermindert (Fig. 2) oder die Verstärkung des Kursabweichungssignals erhöht (Fig. 3 der US-PS 33 16 391).

Bei dieser bekannten Anordnung ist eine Steuerung nach Kurs und Leitstrahl erforderlich. Sie ist nur für die Azimutführung geeignet. Es wird nur das Verhältnis der Aufschaltverstärkungen oder -koefizienten verändert.

Es wird aber kein Signal erzeugt, das etwa eindeutig vom Abstand (in Metern) von der Leitstrahlachse abhängen würde.

Durch die DE-AS 22 10 163 ist eine Vorrichtung zur Bahnhörführung von Flugzeugen bekannt, bei welcher der Abstand zwischen dem Flugzeug und einer Bodenstation sowie durch einen Funkleitstrahl und einen Leitstrahlempfänger die auf die Bodenstation bezogene Flugzeugposition funkelektrisch gemessen werden. Ein Programmgeber erzeugt in Abhängigkeit von einem Abstandssignal Elevationswinkel- und Azimutwinkel-Führungsgrößen. Diese Führungsgrößen werden mit den von Funkleitstrahl und Leitstrahlempfänger gelieferten Elevationswinkel- und Azimutwinkel-Positionssignalen verglichen. Die Winkeldifferenzen werden zur Bildung je eines Regelabweichungssignals mit dem Abstand zwischen Flugzeug und Bodenstation multipliziert.

Der Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde, eine Vorrichtung der eingangs genannten Art zur automatischen Flugbahnhörführung von Flugzeugen längs eines Leitstrahls auf einem Gleitpfad zu einer Landebahn so auszubilden,

- daß sie unabhängig von der Entfernung von der Landebahn unmittelbar die Höhenabweichung des Flugzeugs von der Leitstrahlachse liefert, aber
- keine Entfernungsmeßeinrichtung an der Landebahn benötigt, sondern eine Verarbeitung der Leitstrahl-Abweichungssignale mit Signalen von an Bord des Flugzeugs vorhandenen Instrumenten gestattet und
- nicht durch Bodenerhebungen in der Nähe des Flughafens gestört wird.

Erfindungsgemäß wird diese Aufgabe gelöst durch

- (e) Mittel zur Eingabe der barometrischen Höhe der Landebahn als Landebahnhöhensignal,
- (f) Mittel zur Bildung der Differenz von barometrischem Höhensignal und Landebahnhöhensignal als barometrisches Höhendifferenzsignal,
- (g) Funktionsgeneratormittel zur Erzeugung eines in Abhängigkeit von einem Eingangssignal zwischen einem unteren und einem oberen Grenzwert monoton variablen Ausgangssignal,
- (h) Mittel zur Multiplikation des barometrischen Höhendifferenzsignals mit dem Ausgangssignal der Funktionsgeneratormittel zur Bildung eines ersten Teilsignals,
- (i) Mittel zur Multiplikation des Radarhöhensignals mit der Differenz des oberen Grenzwertes und des Ausgangssignals der Funktionsgeneratormittel zur Bildung eines zweiten Teilsignals,
- (j) Mittel zur Addition der beiden Teilsignale zur Bildung eines kombinierten Höhensignals,
- (k) Mittel zur Bildung des besagten der Entfernung zwischen Flugzeug und Landebahn entsprechenden Größe aus dem kombinierten Höhensignal und
- (l) Mittel zur Aufschaltung eines Eingangssignals auf die Funktionsgeneratormittel derart, daß deren Ausgangssignal bei großer Entfernung des Flugzeugs von der Landebahn dem oberen Grenzwert und beim Erreichen der Landebahn dem unteren Grenzwert entspricht und sich dazwischen stetig ändert.

Nach der Erfindung wird als Maß für den Abstand

von der Landebahn die Höhe gewählt, wobei angenommen wird, daß das Flugzeug ungefähr dem Gleitpfad folgt, der durch den Leitstrahl vorgegeben ist. Es wird aber nicht wie bei oben diskutierten US-PS 33 81 295 einfach das Signal eines Radarhöhenmessers als Höhen-signal benutzt. Vielmehr dient bei größerem Abstand von der Landebahn als Höhensignal die Differenz von barometrischen Höhe und bekannter, z. B. aus Handbüchern entnehmbarer Höhe der Landebahn. Dieser Meßwert wird nicht von Bodenunebenheiten in der Umgebung des Flughafens beeinflußt. Bei stärkerer Annäherung an die Landebahn wird dieser Meßwert jedoch zu ungenau. Bei üblichen Flughäfen ist jedoch in Anflugrichtung vor der Landebahn ein im wesentlichen ebenes Vorfeld vorgesehen. Bei relativ kleinen Abständen und Höhen über diesem Vorfeld wird mit dem Radarhöhen-signal gearbeitet. Die Funktionsgeneratormittel sorgen für einen stetigen Übergang zwischen den beiden Höhenmeßwerten, so daß der Flugregler kein Sprungsignal erhält.

Ausgestaltungen der Erfindung sind Gegenstand der Unteransprüche.

Ein Ausführungsbeispiel der Erfindung ist nachstehend unter Bezugnahme auf die zugehörigen Zeichnun-gen näher erläutert:

Fig. 1 zeigt schematisch die Geometrie des Leitstrahls mit Landebahn, Vorfeld und Geländekontur.

Fig. 2 zeigt den Signalverlauf eines bei der Vorrich-tung zur Flugbahnhörung benutzten Funktionsgenera-tors in Abhängigkeit von der Entfernung zwischen Flug-zeug und Landebahn bzw. Radarhöhen-signal.

Fig. 3 ist ein Blockschaltbild der Vorrichtung zur Flugbahnhörung.

In Fig. 1 ist mit 10 eine schematisch dargestellte Lan-debahn bezeichnet. Die Landebahn 10 liegt in einer Hö-
he H_{FL} über Normalnull, dargestellt durch die gestri-chelte Linie 12. Vor der Landebahn 10 erstreckt sich ein im wesentlichen ebenes Vorfeld 14. Daran schließt sich eine hügelige Geländekontur 16 an.

Ein Leitstrahl definiert einen Gleitpfad 18, der ausge-hend von einem Leitstrahlsender 20 unter einem Winkel γ_L zur Horizontalen in der durch die Landebahn gehenden Vertikalebene verläuft. Mit 22 ist ein anfliegendes Flugzeug bezeichnet. Das Flugzeug 22 befindet sich von dem Leitstrahlsender 20 aus gesehen unter einem Win-kel $\gamma_L + \Delta \gamma$, d. h. weicht um einen Winkel $\Delta \gamma$ von dem Leitstrahl 18 ab. Diese Winkelabweichung $\Delta \gamma$ wir in bekannter und daher hier nicht im einzelnen beschrie-beiner Weise von einem im Flugzeug 22 vorgesehenen Leitstrahlempfänger gemessen und in ein Winkelabwei-chungssignal umgesetzt. Eine Höhenabweichung ΔH des Flugzeugs 22 von dem Leitstrahl 18 wirkt sich in dem Winkelabweichungssignal um so stärker aus, je ge-ringer der Abstand zwischen Flugzeugs 22 und Leit-strahlsender 20 ist. Für die Flugbahnhörung ist dagegen ein Regelabweichungssignal erwünscht, das unab-hängig von der Entfernung vom Leitstrahlsender 20 die Höhen-abweichung ΔH selbst repräsentiert. Gleiche Höhen-abweichungen ΔH sollen gleiche Regelabweichungssig-nale liefern unabhängig davon, wie weit das Flugzeugs 22 vom Leitstrahlsender 20 entfernt ist. Es wird deshalb das Winkelabweichungssignal $\Delta \gamma$ mit einer Größe multipliziert, die proportional dem Abstand des Flugzeugs 22 vom Leitstrahlsender 20 ist. Eine solche Größe ist die Höhe H_{FF} des Flugzeugs 22 über der Landebahn 10, wenn man davon ausgeht, daß das Flugzeug 22 im we-sentlichen dem Gleitpfad 18 folgt.

Wie aus Fig. 1 ersichtlich ist, ist die Radarhöhe H_R im

Gebiet der Bodenerhebungen außerhalb des Flugfeldes mit erheblichen Fehlern behaftet. Durch einen Berg kann eine größere Annäherung an den Leitstrahlsender 20 vorgetäuscht werden, als den tatsächlichen Verhält-nissen entspricht. Damit wird das Höhenabweichungssi-gnal ΔH fälschlich reduziert, wie oben im Zusam-menhang mit der US-PS 33 81 295 geschildert wurde. Das barometrische Höhensignal H_b ist dagegen in der Regel mit einem konstanten Fehler behaftet und daher in der 10 Endphase der Landung nicht brauchbar.

Die in Fig. 3 dargestellte Vorrichtung zur automati-schen Flugbahnhörung längs eines Leitstrahls benutzt beide Informationen, das barometrische Höhensignal H_b , das von einem barometrischen Höhenmesser 24 ge-liefert wird, und das Radarhöhensignal H_R , das von ei-nem Radarhöhenmesser 26 geliefert wird. Das barome-trische Höhensignal H_b liegt an einem Summierpunkt 28. In einem Summierpunkt 28 wird von dem barometri-schen Höhensignal H_b die an einem Bediengerät 30 ein-gegebene Höhe H_{FL} des Flugfeldes und der Landebahn 10 subtrahiert. Es ergibt sich dadurch ein erster Meß-wert für die Höhe des Flugzeugs 22 über der Landebahn 10. In einem Multiplizierer 32 wird dieser erste Meßwert $H_b - H_{FL}$ mit einem variablen Faktor A multipliziert, der zwischen null und eins liegt. Der Faktor A wird von einem Funktionsgenerator 34 geliefert.

Das Radarhöhensignal H_R von dem Radarhöhenmes-ser 26 liegt an einem Multiplizierer 36. An einem Sum-miernpunkt 38 liegt einmal der Wert "1" und zum anderen mit negativen Vorzeichen der Wert A von dem Funk-tionsgenerator 34. Es wird so $1 - A$ gebildet. Dieser Wert liegt als Faktor an dem Multiplizierer 36. Es wird so $(1 - A) H_R$ gebildet. Die Ausgänge der Multiplizierer 32 und 36 werden in einem Summierpunkt 40 addiert. Es ergibt sich so ein kombinierter Höhenmeßwert

$$H_{FF} = A(H_b - H_{FL}) + (1 - A)H_R$$

aus barometrischem Höhensignal und Radarhöhensi-gnal. Wenn $A = 0$ ist wird

$$H_{ff} = H_R.$$

Wenn $A = 1$ ist, wird

$$H_{FF} = H_b - H_{FL}.$$

Der Funktionsgenerator 34 ist von dem Radarhöhen-signal H_R über ein Tiefpaßfilter 42 gesteuert. Für große 50 Werte von H_R ist das Ausgangssignal A des Funktions-generators 34 eins, bei kleinen Werten von H_R ist das Ausgangssignal $A = 0$. Dazwischen ist ein stetiger Über-gang.

Das so gebildete Höhensignal H_{FF} wird zusammen mit dem Winkelabweichungssignal $\Delta \gamma$ von dem Leit-strahlempfänger 44 einem Rechner 46 zugeführt, wel-cher das Höhenabweichungssignal ΔH nach der Bezie-hung

$$60 \Delta H = H_{FF} \frac{\Delta \gamma}{\Delta \gamma + \gamma_L}$$

bildet.

Ein Luenberger Beobachter 48 (vgl. Redeker u. Vörs-mann "Precise Vertical Speed Reconstruction Based on Vertical Acceleration and Barometric Altitude" in "Zeitschrift für Flugwissenschaft und Weltraumforschung" Band 9 (1985) Nr. 4) erhält das barometrische Höhensi-

gnal H_b von dem barometrischen Höhenmesser 24 sowie ein Vertikalgeschwindigkeitssignal \dot{H} von einem Trägheitsnavigationssystem 50. Der Lüneburger Beobachter 48 liefert ein Signal γ_L , das die Vertikalgeschwindigkeit des Flugzeugs 22 darstellt. Die Geschwindigkeit v_{gs} des Flugzeugs 22 über Grund, die ebenfalls von dem Trägheitsnavigationssystem erhalten wird, wird mit dem bekannten Gleitpfadwinkel γ_L multipliziert, wie durch den Kreis 52 ange deutet ist. In einem Summierpunkt 54 wird $H_{LS} = \dot{H} + \gamma_L v_{gs}$ gebildet. Der Term $\gamma_L v_{gs}$ (mit negativem γ_L) ist der Teil der Vertikalgeschwindigkeit \dot{H} , der auf die Bewegung des Flugzeugs 22 längs des Leitstrahls 18 zurückzuführen ist. Die Größe H_{LS} ist daher die Höhenabweichungsgeschwindigkeit des Flugzeugs 22 vom Leitstrahl 18.

Diese Größe H_{LS} ist zusammen mit dem Höhenabweichungssignal ΔH auf ein Komplementärfilter 56 geschaltet. Das Komplementärfilter 56 enthält ein erstes Tiefpaßfilter 58, auf welches die Höhenabweichungsgeschwindigkeit H_{LS} geschaltet ist. Der Ausgang des Tiefpaßfilters 58 liegt an einem Summierpunkt 60. Das Höhenabweichungssignal ΔH liegt an einem zweiten Tiefpaßfilter 62 des Komplementärfilters 56. Der Ausgang des zweiten Tiefpaßfilters 62 liegt ebenfalls an dem Summierpunkt 60. Das erste Tiefpaßfilter 58 hat eine Übertragungsfunktion

$$\frac{T_{v, LS}}{T_{v, LS}s + 1}$$

Das zweite Tiefpaßfilter 62 hat eine Übertragungsfunktion

$$\frac{1}{T_{v, LS}s + 1}$$

Die an dem Summierpunkt 60 gebildete Summe ΔH_{LS} dient als Regelabweichungssignal für die Flugbahnhöhung, welches die Abweichung des Flugzeugs 22 von dem Leitstrahl 18 repräsentiert.

Die beschriebene Vorrichtung arbeitet wie folgt:

Wie aus Fig. 2 ersichtlich ist, ist der Funktionsgenerator so ausgelegt, daß er ein Ausgangssignal $A=1$ liefert bis herab zu einer Höhe, bei welcher der Gleitpfad sicher über dem Vorfeld der Landebahn verläuft, z. B. bis herab zu einer Radarhöhe $H_R=150$ m. Von dieser Höhe ab sinkt das Ausgangssignal A stetig und linear ab bis auf den Wert null, der bei einer Radarhöhe von $H_R=50$ m erreicht wird.

Bis zu einer Radarhöhe von $H_R=150$ m wird also der Wert des Höhenmeßwertes H_{FF} ausschließlich aus der barometrischen Höhe H_b ermittelt und daraus das Höhenabweichungssignal ΔH gebildet. Unterhalb einer Radarhöhe von $H_R=50$ m dient ausschließlich die Radarhöhe H_R zur Bildung des Höhenmeßwertes H_{FF} und damit des Höhenabweichungssignal ΔH . Dazwischen wird der Höhenmeßwert H_{FF} von einer Linearkombination von barometrischer Höhe H_b und Radarhöhe H_R gebildet. Mit abnehmender Höhe, d. h. mit Annäherung an den Leitstrahlsender 20, vermindert sich stetig das Gewicht der barometrischen Höhe H_b in der Linearkombination, während das Gewicht der Radarhöhe H_R entsprechend ansteigt. Der Höhenmeßwert H_{FF} macht daher keine Sprünge. Damit ist auch das Höhenabweichungssignal ΔH stetig.

In größerer Entfernung von dem Leitstrahlsender bedeuten kleine Winkelabweichungen $\Delta \gamma$ relativ große Höhenabweichungen ΔH . Nun kommen in der Praxis

gelegentlich Störungen des vom Leitstrahlempfänger 44 empfangenen Winkelabweichungssignals vor. Diese Störungen täuschen eine plötzliche Änderung der Winkelabweichung vor. Ein Flugregler, der auf das Höhenabweichungssignal anspricht, das aus solchen falschen Winkelabweichungssignalen gebildet wird und eine starke Höhenabweichung vortäuscht, sucht diese scheinbare Höhenabweichung zu korrigieren. Das kann zu unkomfortablen Reaktionen führen.

Um das zu vermeiden, ist der Komplementärfilter 56 vorgesehen. Dieses Komplementärfilter 56 unterdrückt mit dem zweiten Tiefpaßfilter 62 die höherfrequenten Anteile des aus dem Leitstrahl abgeleiteten Höhenabweichungssignals. Es nutzt die stationäre Genauigkeit dieses Leitstrahl-Höhenabweichungssignals. Die höherfrequenten Anteile werden durch eine Signalquelle ersetzt, die eine bessere Qualität der höherfrequenten Signale anteile aufweist. Zu diesem Zweck wird die Höhenabweichungsgeschwindigkeit \dot{H}_{LS} mittels des ersten Tiefpasses 58 pseudointegriert.

- Leerseite -

Nummer: 36 21 052
Int. Cl.⁴: B 64 D 45/04
Anmeldetag: 24. Juni 1986
Offenlegungstag: 7. Januar 1988

3621052

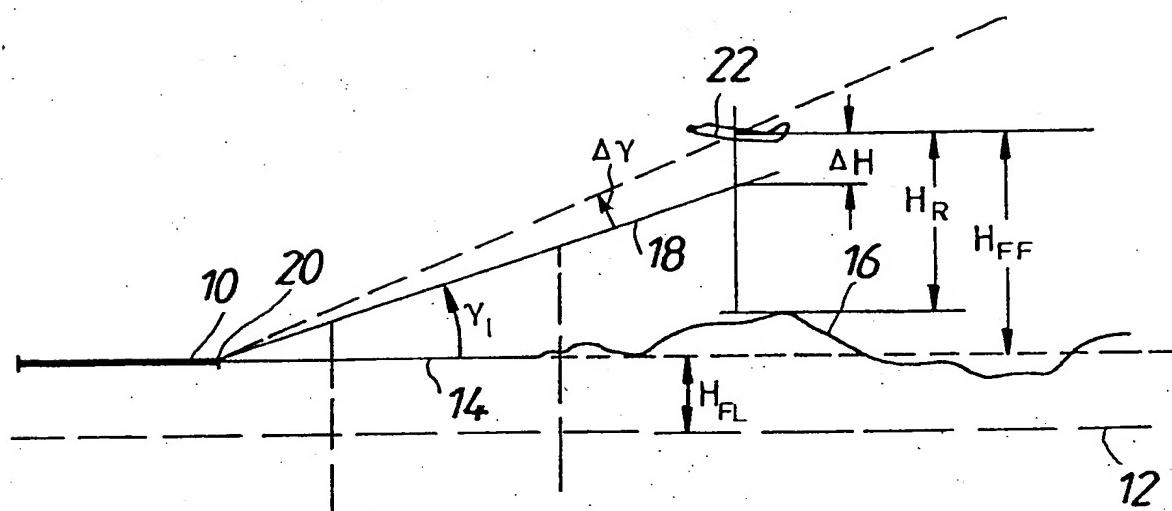


Fig.1

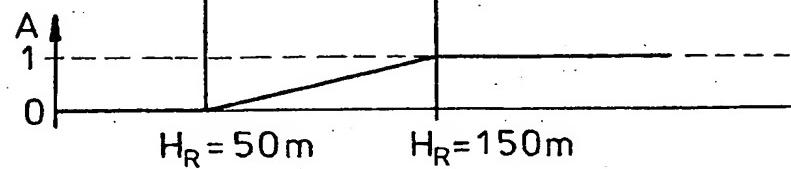


Fig.2

THIS PAGE BLANK (USPTO)

3621052

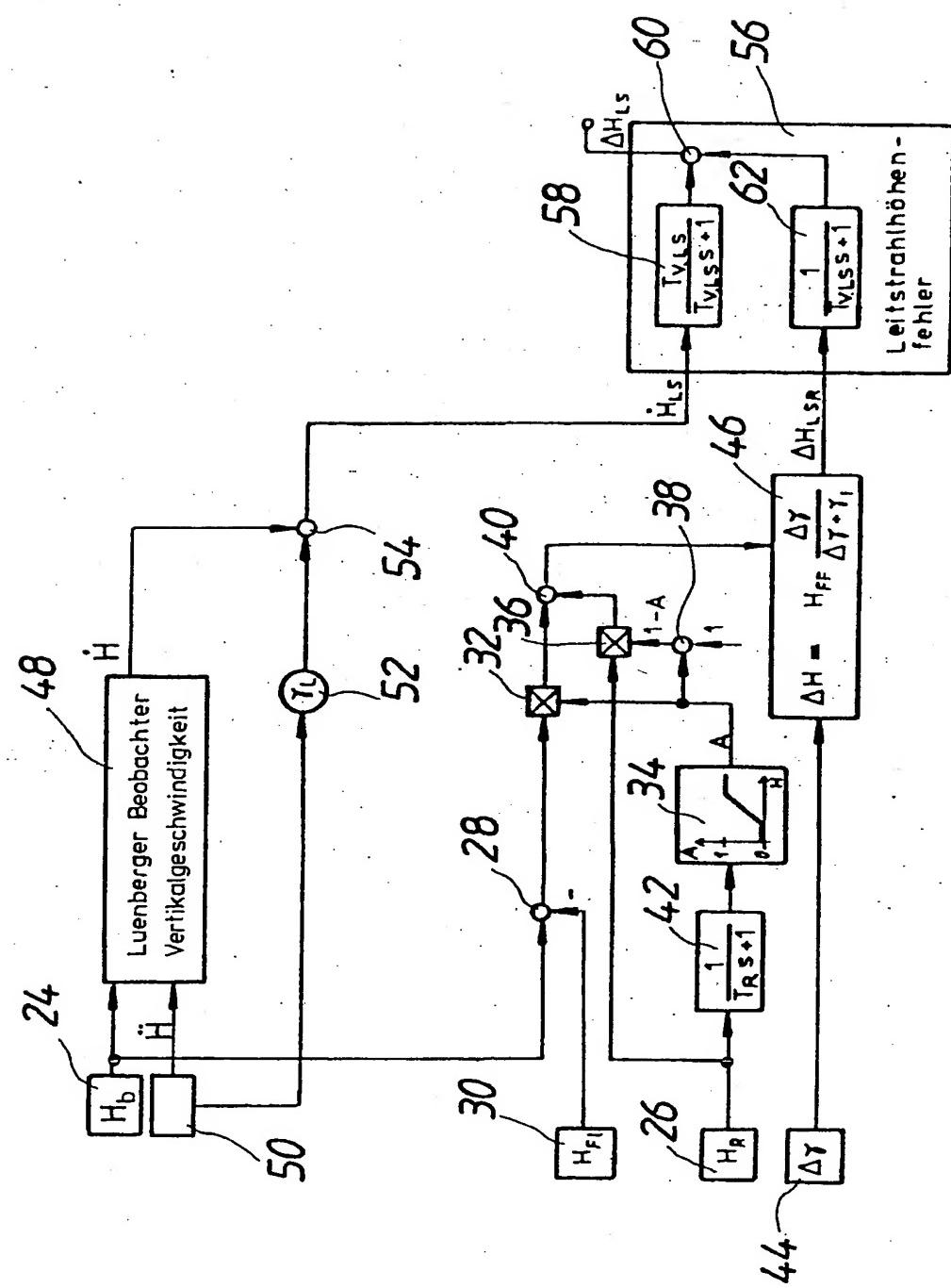


Fig. 3

THIS PAGE BLANK (USPTO)